

SUNRISE-3 大気球太陽観測実験：高精度赤外線偏光分光装置に 搭載する偏光変調ユニットの開発

久保 雅仁^{*1}, 清水 敏文^{*2}, 勝川 行雄^{*1}, 川畑 佑典^{*1}, 篠田 一也^{*1}, 阿南 徹^{*3}, 一本 潔^{*4}, 田村 友範^{*1},
納富 良文^{*1}, 中山 聡^{*5}, 山田 琢也^{*5}, 田島 崇男^{*5}, 中田 森平^{*5}, 中嶋 義人^{*6}, 奥谷 耕生^{*6},
Sami K. SOLANKI^{*7}, Jose Carlos del TORO INIESTA^{*8}

Development of the Polarization Modulation Unit for SUNRISE-3/SCIP

KUBO Masahito^{*1}, SHIMIZU Toshifumi^{*2}, KATSUKAWA Yukio^{*1}, KAWABATA Yusuke^{*1}, SHINODA Kazuya^{*1},
ANAN Tetsu^{*3}, ICHIMOTO Kiyoshi^{*4}, TAMURA Tomonori^{*1}, NODOMI Yoshifumi^{*1}, NAKAYAMA Satoshi^{*5},
YAMADA Takuya^{*5}, TAJIMA Takao^{*5}, NAKATA Shimpei^{*5}, NAKAJIMA Yoshihito^{*6}, OKUTANI Kousei^{*6},
SOLANKI Sami K.^{*7}, del TORO INIESTA Jose Carlos^{*8}

ABSTRACT

The Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter (SCIP) for the SUNRISE-3 balloon experiment is a slit-scanning spectropolarimeter that simultaneously observes multiple lines in the 770 nm and the 850 nm bands with a polarimetric precision of 0.03 % (1 σ). The key to high-precision polarization measurements by SCIP is a polarization modulation unit that rotates a waveplate continuously at a constant speed. The waveplate consists of two birefringent plates made of sapphire and quartz to achieve a constant retardation in a wide wavelength range. We have confirmed that the retardation is almost constant in the wavelength bands of SCIP and its variation is negligibly small under the operational temperature conditions (20 +/- 10 degree C). The rotating mechanism is a DC brushless motor originally developed for the high-precision polarimetric observations in a future space mission, and we developed the control logic optimized for the uniform rotation at 0.512 s/rotation. The fast polarization modulation is essential for investigating the magnetic fields of the dynamical chromospheric structures. We have verified that a rotation uniformity by the control logic can achieve the polarization precision of 0.03 % (1 σ) required for SCIP, and also verified that such an excellent rotation performance is unchanged under thermal vacuum conditions simulating the flight environment of the SUNRISE-3 balloon.

Keywords: Polarization, Magnetic field, Rotating mechanism, Balloon, Solar Physics

概要

大気球太陽観測実験 SUNRISE-3 に搭載される近赤外偏光分光装置 Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter (SCIP)は、0.2 秒角という高い空間解像度で太陽光球と彩層の3次元磁場構造の時間発展を定量的に捉えることを目指している。時間変化の激しい彩層の微細かつ微弱な磁場を観測

* 2020 年 12 月 1 日受付 (Received December 1, 2020)

^{*1} 自然科学研究機構国立天文台 (National Astronomical Observatory of Japan)

^{*2} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*3} National Solar Observatory

^{*4} 京都大学 (Kyoto University)

^{*5} 株式会社三菱プレシジョン (Mitsubishi Precision Co., Ltd.)

^{*6} 有限会社テクノクラフト (Techno-craft Ltd.)

^{*7} Max-Planck-Institut für Sonnensystemforschung

^{*8} Instituto de Astrofísica de Andalucía

するために、0.03% (1σ) という非常に高い偏光精度と高速の偏光変調が必要である。波長板を一定の速度で連続的に回転させる偏光変調ユニットが、SCIP による高精度偏光測定のカギを握る。水晶とサファイアの複屈折板で構成された波長板を設計し、SCIP の観測波長帯を含む広い波長範囲で一定の遅延量を持つことを実証した。また、遅延量の温度依存性は、動作温度範囲内 ($20^{\circ}\text{C} \pm 10^{\circ}\text{C}$) で無視できるほど小さいことを確認した。回転駆動機構は、SOLAR-C 衛星用に試作した DC ブラシレスモーターを使用し、0.512 秒/回転で一様に回転するための制御ロジックを開発した。要求された偏光精度を達成するために必要な回転一様性が実現されていることを、気球フライト環境を模擬した熱真空条件下で実証することに成功した。

1. はじめに

大気球太陽観測実験 SUNRISE^{1),2)}は、ドイツ・スペインを中心とした欧州の太陽グループが推進している計画で、口径1mの望遠鏡を気球にのせて2009年と2013年に観測を実施した。2022年の夏至の時期に3回目の飛翔が計画されており、日本から近赤外偏光分光装置 Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter (SCIP)³⁾を供給する。スウェーデン・キルナからカナダへの航路を、高度35kmで5日間に渡って飛翔する。飛翔中は、大気の影響をほぼ受けずに連続・安定的に観測することができる。「ひので」衛星⁴⁾の2倍の口径を持つ望遠鏡による高い解像力や集光力を活かして、SCIP では太陽光球・彩層で形成される複数の吸収線の偏光分光観測を行う。偏光変調ユニットは、SCIP による偏光分光観測の重要な役割を担う装置である。

本論文では、偏光変調ユニットの性能評価結果を報告する。1.1節と1.2節で偏光変調ユニットおよび偏光観測の概要を述べる。偏光変調ユニットの重要な構成要素である回転駆動機構と波長板の要求仕様と評価結果を、2章と3章でそれぞれ報告する。

1.1. 偏光変調ユニットの概要

偏光変調ユニット (Polarization Modulation Unit: PMU) は、(1)波長板を一定回転させる回転駆動機構 (PMU-ROT)、(2)回転駆動機構のドライバ回路 (PMU-DRV)、(3)回転駆動機構から出力される回転位相のエンコーダ値のノイズ低減のフィルタ回路 (PMU-I/F)、の 3 つの装置で構成される (図 1 及び図 2)。PMU-ROT と PMU-I/F は、光学素子の一つとして、SCIP の光学ベンチ上に設置される。PMU-DRV は、SUNRISE-3 の電気箱ラックに設置される。偏光変調ユニットの概要を表 1 にまとめた。

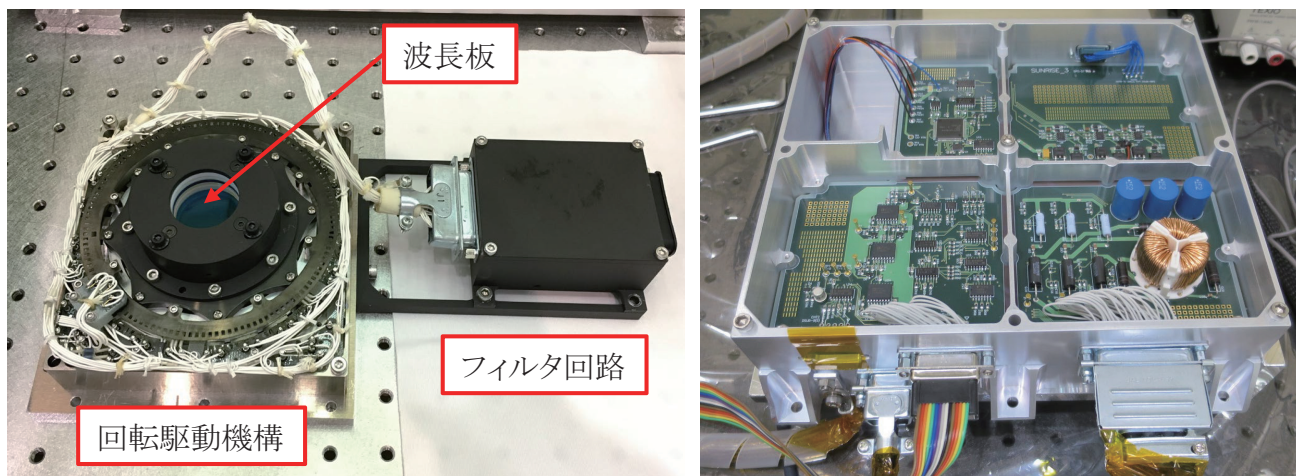


図 1: (左) 回転駆動機構 (PMU-ROT) 及びフィルタ回路 (PMU-I/F)。 (右) ドライバ回路 (PMU-DRV)

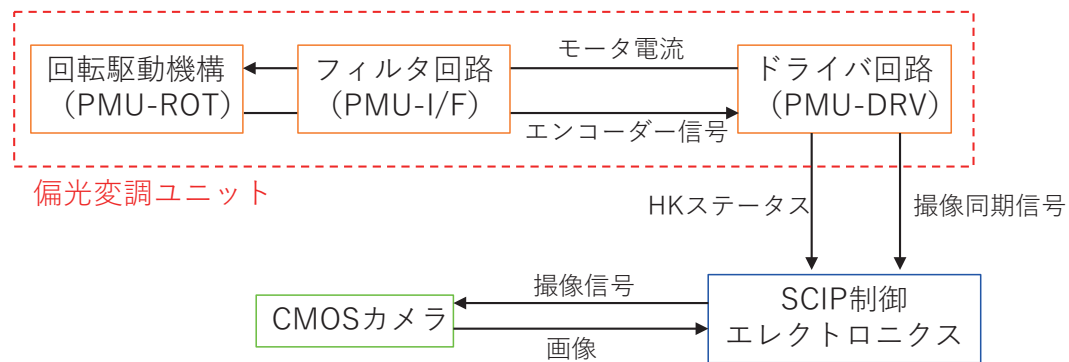


図 2: 偏光変調ユニット、SCIP 制御エレクトロニクス、カメラのブロック図

偏光変調ユニットは、コストの削減及び開発期間の短縮を行うために、可能な限り既存の資産を利用した。PMU-ROT は、戦略的中型衛星計画 SOLAR-C への搭載を目指し、寿命試験用に開発した DC ブラシレスモーター⁵⁾をそのまま使用する。PMU-ROT は、コンタミネーションの管理レベルの厳しい望遠鏡内部への搭載を想定し、真空環境下での 1000 万回以上の回転実績⁶⁾と低いアウトガスレートが検証されている⁷⁾。この寿命試験用の PMU-ROT とそのドライバ回路を基に、改良版が PMU-ROT の 2 号機として開発された。観測ロケット実験 CLASP⁸⁾は、この 2 号機と共に、制御を行う PMU-DRV を製作して実施された。CLASP の再飛翔観測と SCIP の開発時期が重なるため、CLASP 用の PMU-ROT や PMU-DRV を SCIP に使用することはできない。2 号機では、配線やフィルタ回路が基板として PMU-ROT 内に実装されているが、SCIP で使用する PMU-ROT にはそれが無いため、外付けの回路として PMU-I/F を新規に製作した。また、PMU-DRV は一部分を改修する形で、CLASP の PMU-DRV のコピーを製作した。一方、CLASP と比べて、空間解像度が 10 倍近く高くなり、微細かつ変化の激しい彩層現象の磁場を測定するために、高速の偏光変調が必要になる。そのため、回転速度に対する要求が、CLASP (4.8 秒/回転) の 10 倍近く速くなり、0.512 秒/回転に最適化した制御ロジックを開発した。また、気球観測実験では、観測ロケット実験に比べて観測時間が各段に長く、動作温度の範囲も広いため、長期に渡って高い回転一様性を維持できることや特に低温における回転性能の検証が新たに必要となった。

表 1: 偏光変調ユニットの概要

項目	値
観測量	Stokes I, Q, U, V
波長板回転速度	0.512 秒/回転
要求偏光精度	0.03% (10 秒積算後)
撮像同期信号頻度	32ms
Housekeeping (アナログ) 出力	PMU_CUR (モーター電流)
	PMU_ANG (回転角度)
	PMU_ANG_ERR (回転角度誤差)
	PMU_TMP (ドライブ回路基板温度)
Housekeeping 更新頻度	32ms
サバイバル温度	PMU-ROT 及び PMU-I/F: -10℃ ~ +50℃
	PMU-DRV :-20℃ ~ +50℃
動作(起動)温度	PMU-ROT 及び PMU-I/F :+10℃ ~ +30℃
	PMU-DRV: 0℃ ~ +30℃

1.2. SCIP による偏光観測の概要

SCIP の偏光観測の基本要素は、回転波長板と偏光ビームスプリッターと CMOS カメラの 3 点である(図 3)。波長板を回転させることにより、太陽から来た光の偏光状態を変えることが出来る(偏光変調)。波長板を通過した光は、偏光ビームスプリッターで互いに直交する偏光に分けられ、1 台の CMOS カメラで同時に測定する。偏光変調ユニットから出力される撮像同期信号を用いて、CMOS カメラを同期制御し、波長板が一回転する間に 22.5 度おきに 16 回の撮像を行う。機上で、取得した 16 枚の撮像データに、偏光変調に応じた係数を掛けて積算する(偏光復調)ことで full Stokes ベクトルを取得する。波長板が一様に回転しなかったり、カメラとの同期が崩れたりすると、偏光変調と偏光復調で回転位相差が生じ、疑似偏光が生じる。偏光変調ユニットの開発やそれを使った偏光観測の策定を日本側が担当し、機上偏光復調処理の実装や CMOS カメラの開発をスペイン Instituto de Astrofísica de Andalucía (IAA) が担当する。

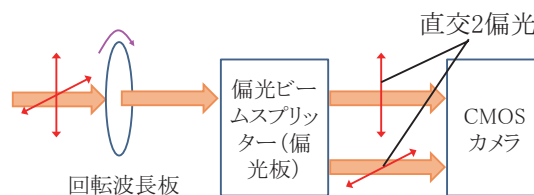


図 3: SCIP 偏光観測の基本構成要素

SCIP の CMOS カメラはローリングシャッター方式で露光しているため、2048 画素(ライン)の端と端で露光開始のタイミングが約 21ms 異なる。この間に波長板は 15 度程度回転し、その結果、ライン毎に偏光変調の位相が異なる。光学系全系を用いた偏光較正試験において、各ラインで Mueller Matrix を導出することで、観測データを較正することを計画している。また、ローリングシャッターのリセットによる、露光開始のタイミングのふらつきは最大 $20 \mu s$ であり、露光時間と比べて十分小さいため偏光観測に影響しないと見積もっている。

2. 回転駆動機構

2.1. 回転駆動機構への要求仕様

回転駆動機構への要求仕様を以下にまとめる。

- 表 2 に示した太陽彩層・光球の観測で想定される偏光の大きさに対して、偏光誤差が許容値以下となる回転性能を持つこと（評価試験結果は 2.2 節～2.3 節）
- フライト期間に相当する、5 日間に渡る連続回転で上記の性能が保たれること（評価試験結果は 2.4 節）。
- 表 1 に示した動作（起動）温度の範囲で、上記の性能が保たれること（評価試験結果は 2.5 節）。
- 表 1 に示したサバイバル温度の範囲で、故障・破損しないこと（評価試験結果は 2.5 節）。

表 2: 想定される偏光の大きさと許容値 (1σ)

	彩層	光球
Stokes I (入力)	1	1
Stokes Q (入力)	0.01	0.15
Stokes U (入力)	0.01	0.15
Stokes V (入力)	0.1	0.2
積算時間	10回転	2回転
許容誤差	3×10^{-4}	1×10^{-3}

2.2. 回転駆動機構の回転一様性

2.2.1. 回転一様性の光学測定

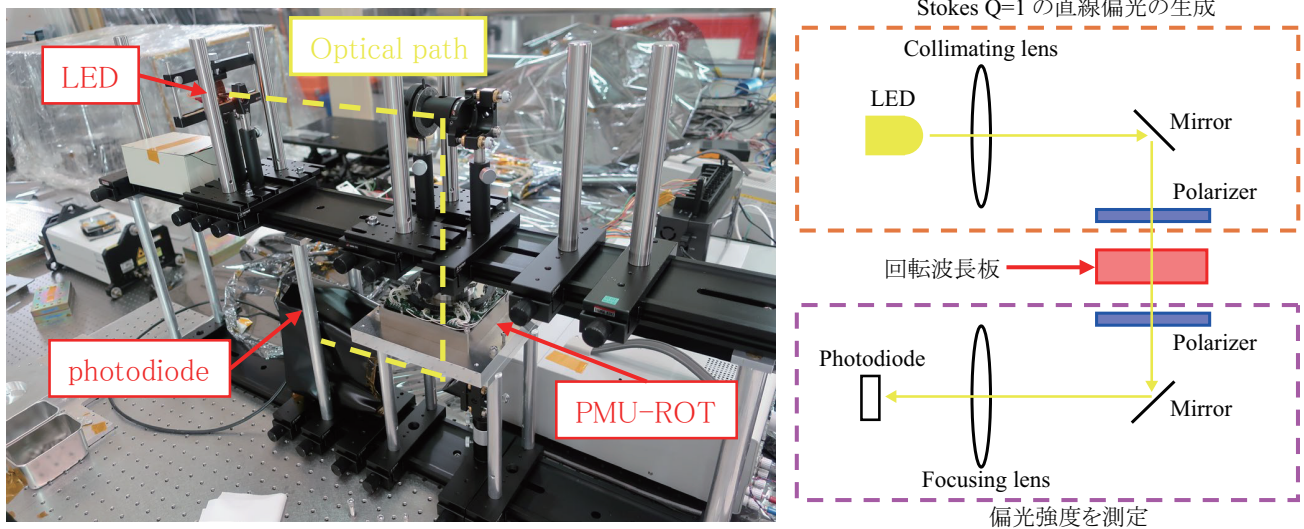


図 4: 回転駆動機構の回転一様性の光学測定系

試験用の半波長板をフライト実機の回転駆動機構（PMU-ROT）に載せて、図 4に示した測定系で光学的に偏光変調を測定した。この測定系は観測ロケット実験 CLASPの回転駆動機構の回転性能を評価した物⁹⁾と同一で、回転駆動機構の上流側の光学系で Stokes Q=1の直線偏光を生成して、回転波長板で変調した偏光強度をフォトダイオードで測定する。理想的な偏光変調からのズレから波長板の回転誤差を導出し（図 5 緑線）、ドライバ回路（PMU-DRV）からアナログ出力される角度誤差の Housekeeping (HK)ステータス（図 5 水色線）と比較した。フォトダイオード出力とHKステータスは、同じデータロガーで1msのサンプリングレートで同時に記録を行った。

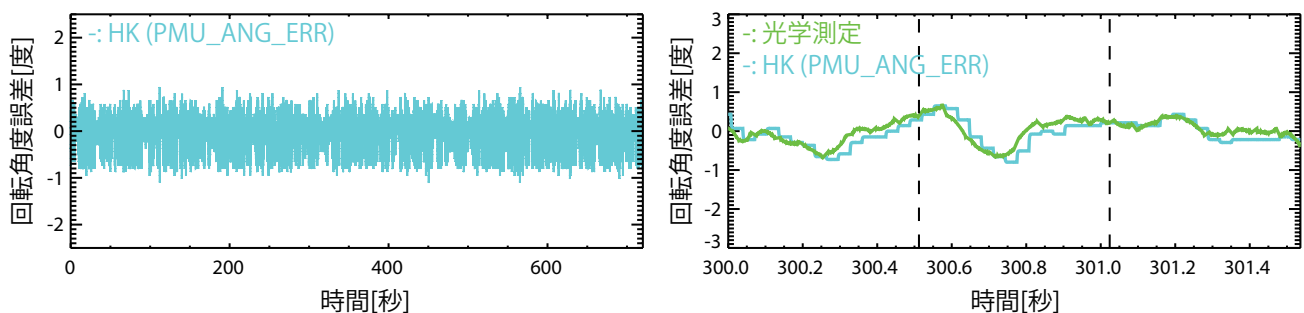


図 5 回転角度誤差の HK ステータス出力（左）と光学測定との比較（右）

回転角度誤差は ± 1 度程度で、光学測定から導出した回転角度誤差と HKステータス（PMU_ANG_ERR）が良く一致している。PMU_ANG_ERRは、制御ロジックで指定した目標の角度値とエンコーダで実測された角度値との差に相当する。図 5の様な時系列データに対してフーリエ変換を実施し、500回転分の平均的な回転角度誤差の周波数特性を求めた結果を図 6に示す。横軸は角度誤差の周期を表しており、例えば $n=1$ の場合は、一回転の周期（0.512秒）に相当する。測定値が一点でも許容値（赤線）を超えると、1回転分の偏光変調では要求された偏光精度を達成できなくなる¹⁰⁾。実際には、誤差を各周波数成分に割り振る必要があり、制御ロジック開発の際は、各周波数で許容値の1/3を要求値とした。測定された回転角度誤差は低周波側が支配的であり、 $n=2$ の誤差が

要求値より若干大きく、 $n=0$ の誤差は許容値を超えるが、それ以外は要求値より小さい。得られた誤差の評価は2.2.2節で議論する。

光学測定では、PMU-ROTの回転軸が重力方向にあるが、実際のフライトでは回転軸はほぼ水平方向になる。図 6の水色線と橙線の比較から、回転性能は回転軸の向きに依存しないことが確認できた。また、HKステータスの更新周期は32msであるため、 $n=16$ 以上の高周波成分は HKステータスでは確認できないが、光学測定の結果で顕著な高周波成分が無いことを確認した。 $n=12, 20, 24$ にピークが見られるのは、偏光変調のズレから角度誤差に換算する際に、 $\sin 4\theta$ (θ : 波長板の回転角度) で割る必要があり、ゼロ割を避けるために補完している影響である。これらの結果から、長期連続動作試験 (2.4節) や熱真空試験 (2.5節) は HKステータスのみから回転性能を評価できると判断した。なお、重力による回転軸のわずかな歪みによる光学性能に対する影響が出ないように、PMU-ROTをSCIPの光学ベンチにインストールする際は、回転軸と光軸が合うように調整する。

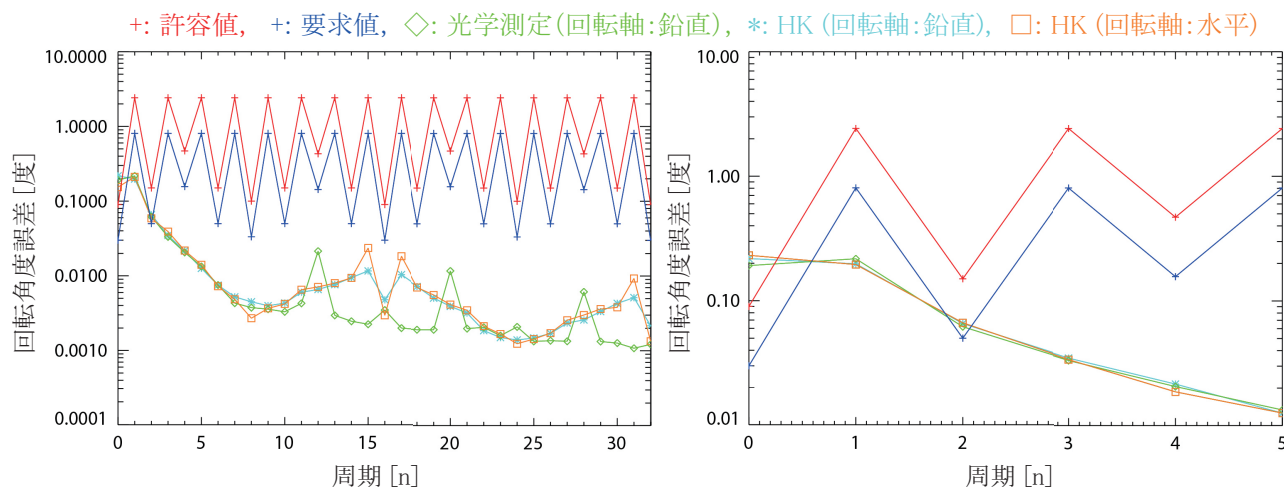


図 6: 回転角度誤差の周波数特性 (左図が $n=0-32$ 、右図は $n=0-5$ を表示)

2.2.2. 回転誤差で生じる疑似偏光

波長板の回転角度を $\theta = \omega t + \Delta\theta$ と定義し、回転に誤差がある場合 ($\Delta\theta \neq 0$) と無い場合 ($\Delta\theta = 0$) で、SCIPで想定される偏光変調・偏光復調を用いてStokesパラメータを計算し、その差分から偏光誤差を導出した。 ω は理想的な回転周期 (0.512秒/回転) を想定し、 $\Delta\theta$ には HKステータスの回転角度誤差 (PMU_ANG_ERR) を用いた。偏光誤差は、観測で想定される偏光の大きさに依存する。今回は、太陽系層・光球で観測される典型的な偏光の最大値を想定した (表 2)。

系層の観測では、光量が低いため、10回転以上の積算が必要である。10回転分積算すれば、回転角度誤差は平均化され、標準偏差が許容値の1/5以下となり、偏光測定の要求を十分に満たす (図 7 左)。光球の観測では、2回転分積算しても許容値と同程度の誤差が生じる (図 7 右)。偏光誤差を4x4の Mueller Matrixの各成分に分解した物を図 8に示す。回転角度誤差の主要項である $n=0$ 成分は、波長板が一回転する間の遅延軸の平均的な回転ずれに相当し、直線偏光間 (Stokes QとUの間) のクロストークを生じる。これは、M23とM32成分が大きいことに一致する。次に大きいのは、円偏光と直線偏光の間のクロストーク (M34とM42) で、 $n=2$ 成分に起因する。この内、 $n=0$ 成分に起因するクロストークは、PMU_ANG_ERRの一回転分の平均値を用いてフライト後に補正することができる。光学測定では、Stokes Q=1の偏光変調を測定しているので、測定される Stokes Uは疑似偏光とみなすことができる。図 9 (左) に示すように、PMU_ANG_ERRの一回転分の平均値とStokes Uは線形の関係になる。この関係を使って、疑似偏光である Stokes Uを補正すると、元の値 (赤線) の1/5程度 (青線) になる。したがって、光球の観測においても、HKステータスの回転角度誤差を用いた後処理で、波長板の回転角度誤差による疑似偏光は許容値の数分の1以下に抑えられる。

上記の背景から、制御ロジック^{9), 11)}開発の際は、後処理で補正ができる $n=0$ 成分や許容値が大きな $n=1$ 成分を犠牲にしても、 $n=2$ より高周波な成分が小さくなるように制御周波数のパラメータ調整を行った。

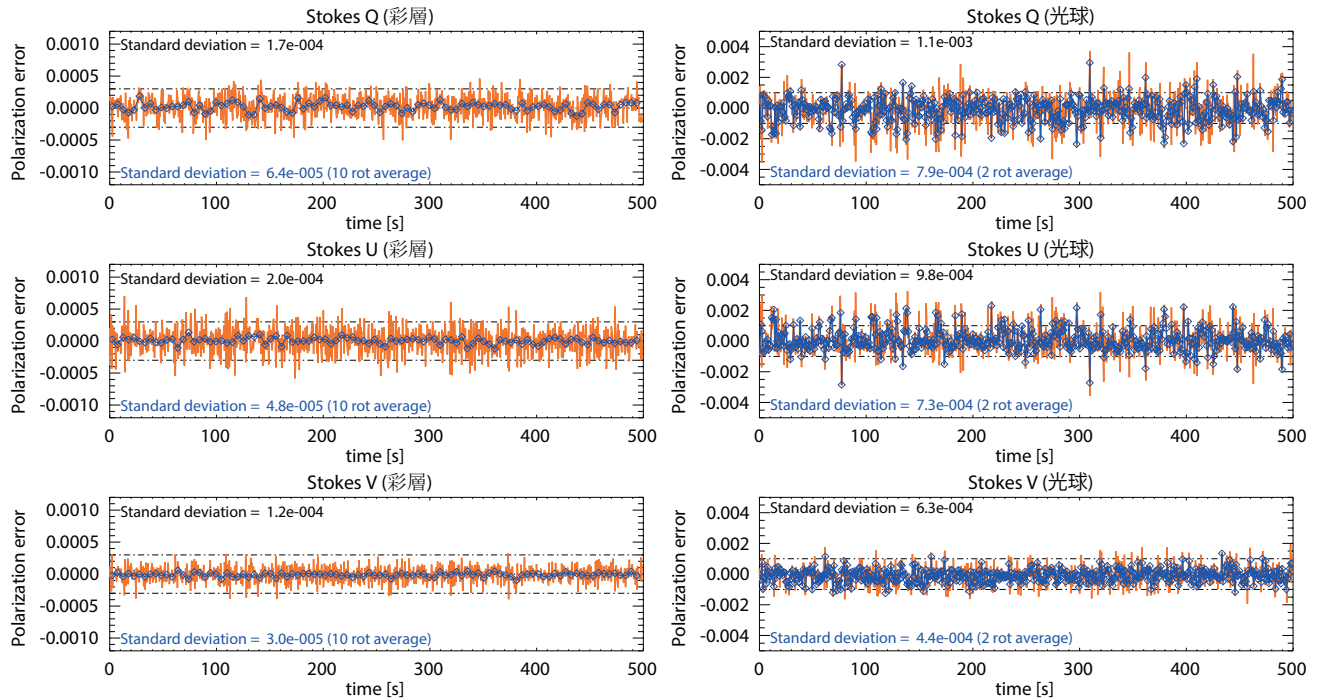


図 7: 回転角度誤差から予想される彩層 (左) と光球 (右) の偏光誤差 (橙色)。青線は、10 回転分 (彩層) / 2 回転分 (光球) 積算した場合。一点鎖線が許容値を示す。

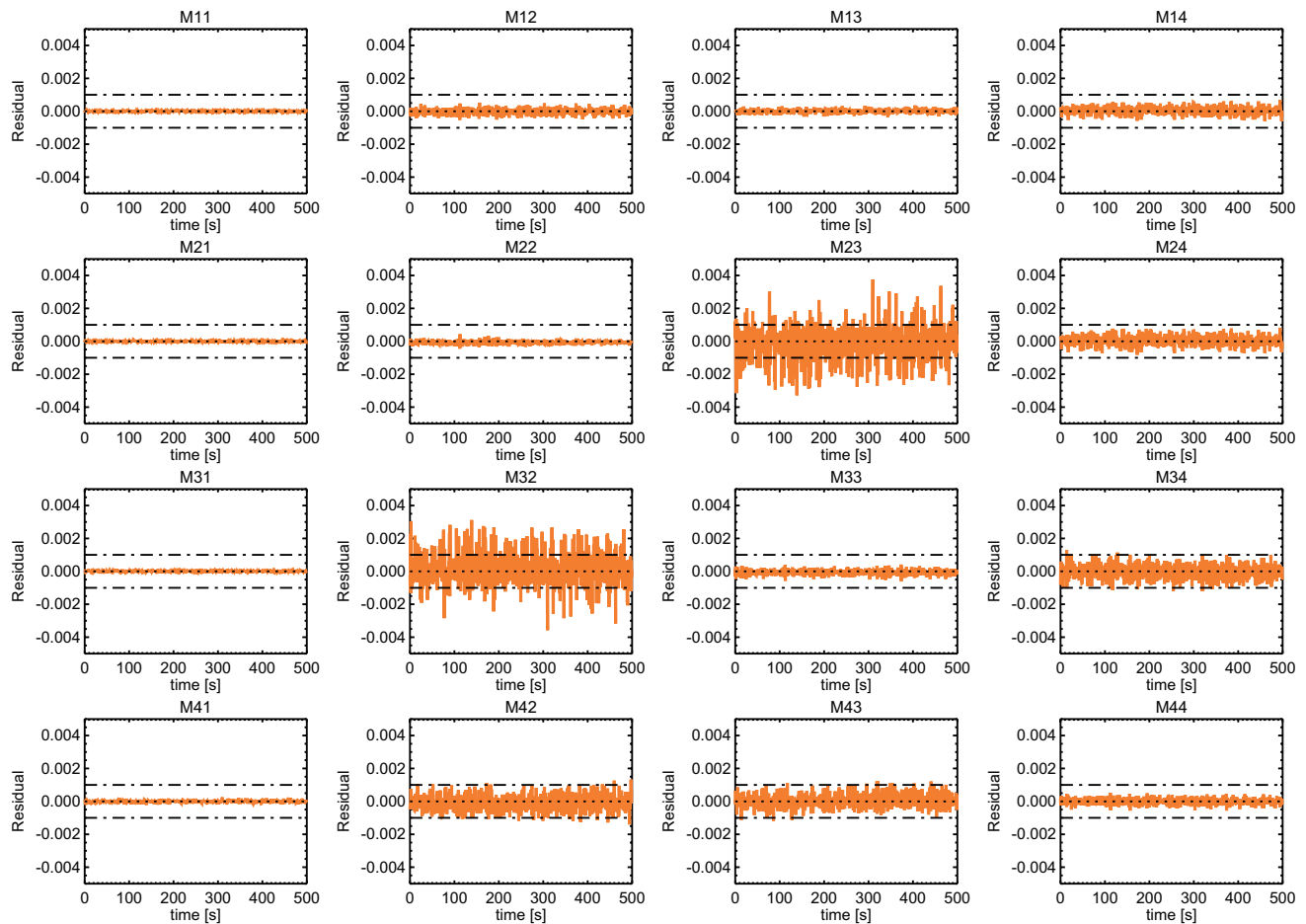


図 8: 光球測定の場合の偏光誤差マトリックス

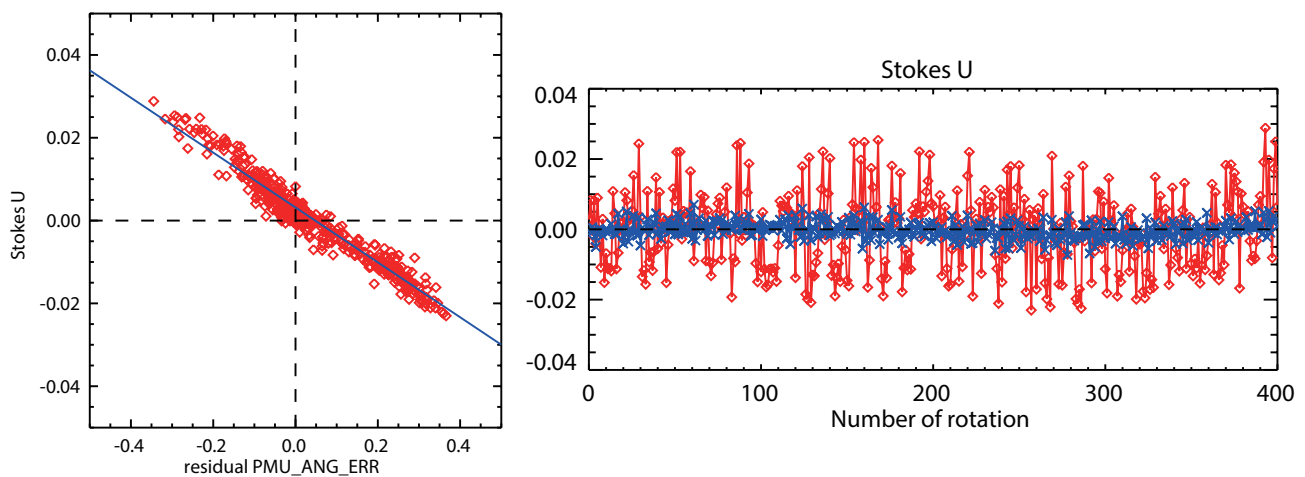


図 9: 【左図】 Stokes Q=1 を入力した際の Stokes U (疑似偏光) と PMU_ANG_ERR の一回転分の平均値の関係。
 【右図】 この関係を用いて補正した Stokes U (青線) と元の値 (赤線)

2.3. 撮像同期信号のタイミング精度

偏光変調ユニットからは 32ms 毎に撮像同期信号が出力され、この信号を基に SCIP の制御エレクトロニクスが CMOS カメラやスキャンミラー駆動機構を同期制御する。1 回転分の撮像同期信号

を図 10 (a)に示す。信号の立ち上がりのタイミングでカメラの撮像が開始され、パルス幅は回転位相を識別するために長・中・短の 3 種類が存在する。この撮像同期信号のタイミング精度を検証するために、偏光変調ユニットから出力される撮像同期信号及び HK ステータスを 0.1ms サンプルングで計測した。撮像同期信号の時系列データの微分を取ることで、Rising edge を検出し、その時間間隔を計算した (図 10)。Rising edge の間隔の測定結果は $32\text{ms} \pm 0.1\text{ms}$ となり、非常に良い精度で撮像同期信号が出力されていることが確認できた。 $\pm 0.1\text{ms}$ を波長板の回転角度に換算すると ± 0.07 度程度であり、図 5 に示した回転角度誤差と比べて一桁以上小さい。

偏光変調ユニットから出力される HK ステータスの情報も 32ms 毎に更新される。ステップ関数的に更新されていく、HK ステータスの回転角度 (PMU_ANG) から、撮像同期信号と同様に更新間隔を見積もった。理想的な 32ms ステップからズレは、撮像同期信号と HK ステータスで概ね一致しており、その量は 100 秒で 5ms 程度のズレである (図 10 (c), (d))。完全な比例関係 (青線) から少しオフセットがあるのは、撮像時信号の Rising edge と HK ステータスの更新のタイミングが同時では無いためであるが、これは想定された動作である。

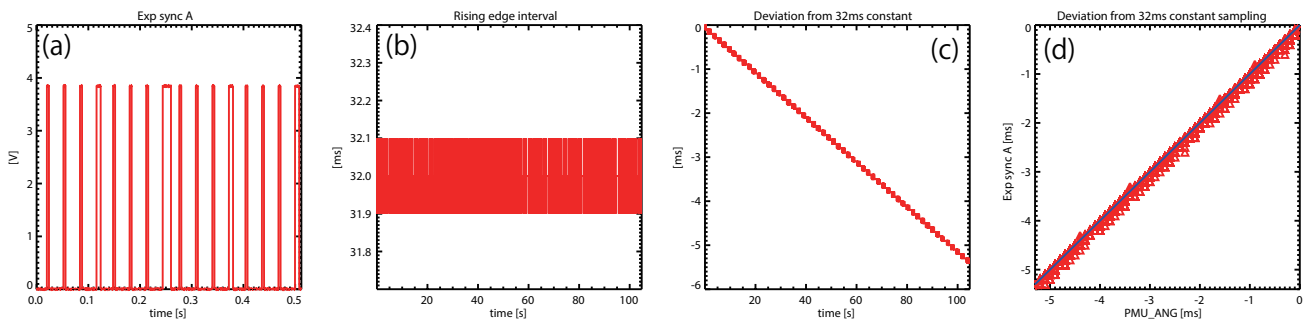


図 10: (a) 1 回転分の撮像同期信号。 (b)撮像同期信号の Rising edge の時間間隔。 (c) 撮像信号の間隔の理想的な 32ms ステップからのズレ。 (d) 撮像同期信号と HK ステータスの更新間隔の関係。

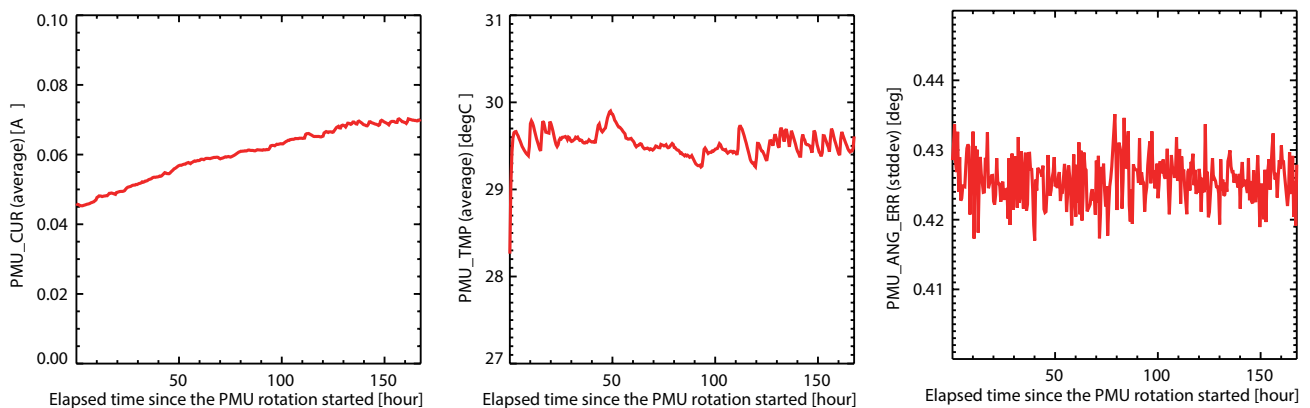


図 11: 長期連続動作試験時の HK ステータス出力。30 分間の平均のモーター電流 (左) 及びモータードライバの基板の温度 (中央)。角度回転誤差の 30 分間の標準偏差 (右)

2.4. 長期連続動作試験

SUNRISE-3 では 5 日間以上のフライトが予定されているので、2 日間のマージンを加えて、7 日間連続的に回転駆動機構を動作させた。基本的には、50ms サンプルングで 4 個の HK ステータスを常時モニターし、一日一回の割合で 10 分間だけ取得した 1ms サンプルングのデータで回転一様性を評価した。回転駆動機構は、フライトと同様に回転軸が水平方向になる様に光学定盤上に設置した。温度計で測定した周囲の環境温度は、 $25^{\circ}\text{C} \pm 0.5^{\circ}\text{C}$ 程度の範囲で一定に保たれていた。

図 11 に示す様に、一度も停止することなく 7 日間連続的に回転することに成功した。モーター電流は徐々に増加しているが、許容範囲内である。長期動作試験前は、回転軸が重力方向になるよ

うな置き方で回転駆動機構を保管していた。モーター電流の長期変動は、回転駆動機構の設置の仕方によるモーターの潤滑剤の微妙な分布の違いの影響と考えられる。モーター電流の1時間以下程度の変化は、周囲の環境温度の変化に起因している。周囲の温度変化は、モータードライバの温度(PMU_TMP)でも観測される。モータードライバの温度は、ON直後に29.5℃程度でバランスし、その後は環境温度の影響で $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$ の範囲で変動している。回転角度誤差(PMU_ANG_ERR)には長期のトレンドは無く、誤差の30分ごとの標準偏差はほぼ一定である。2.1.2節と同様に回転角度誤差から偏光誤差を見積もった結果が図12である。7日間に渡って、回転角度誤差に起因する偏光誤差はほぼ一定である。

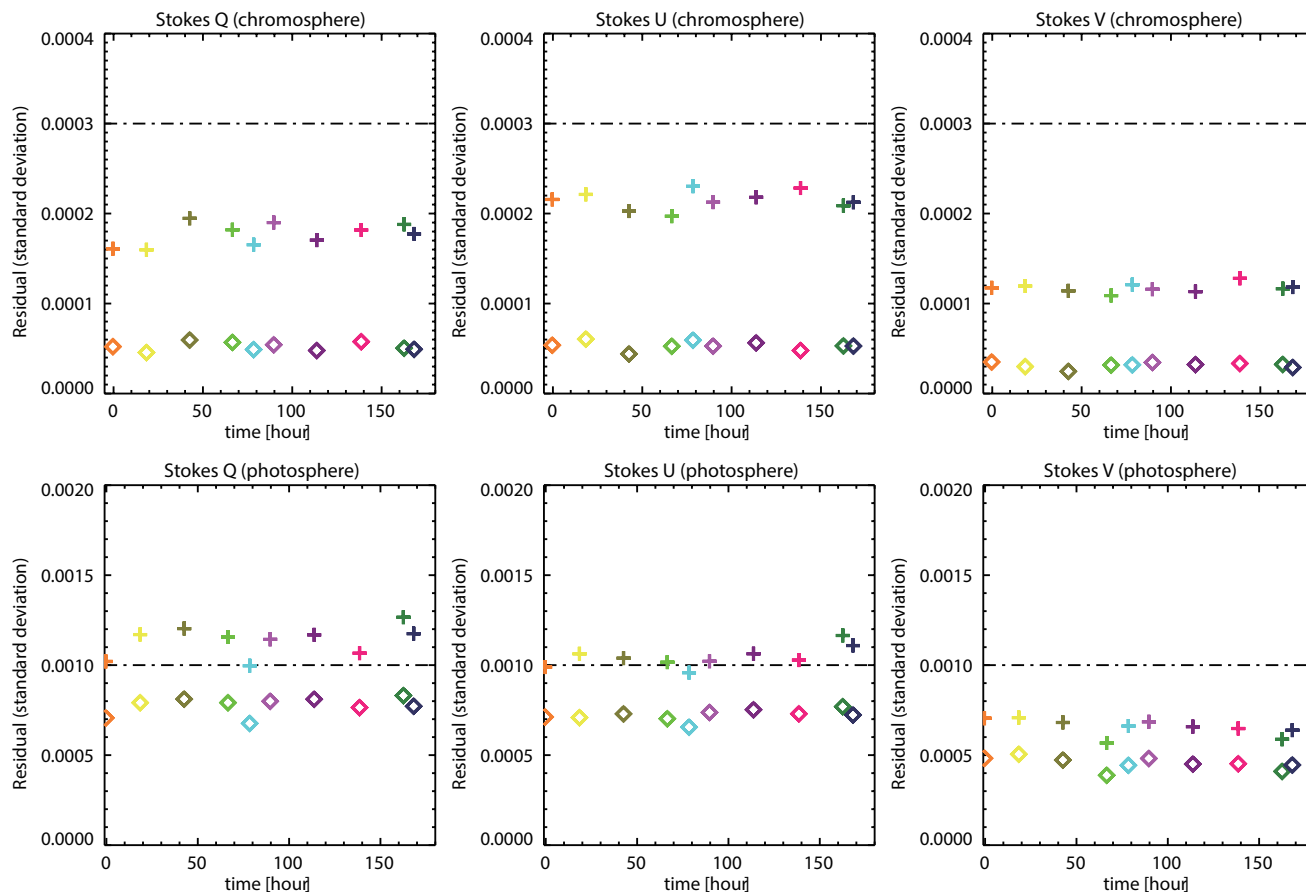


図 12: 彩層（上図）と光球（下図）観測で予想される偏光誤差の標準偏差値の長時間変動。標準偏差は500秒間の1msサンプリングデータから計算。+が1回転毎で、◇が10回転分（彩層）/2回転分（光球）積算した場合。一点鎖線が許容値を示す。

2.5. 熱真空試験

2.5.1. サバイバル温度試験

回転駆動機構（PMU-ROT）とフィルタ回路（PMU-I/F）をシュラウドの付いた真空チェンバーに入れて、真空環境下で温度制御を行った（図13）。モータードライバ（PMU-DRV）は、 Gondola 上の設置位置が異なるために温度環境が異なることとコンタミネーションの観点から、本試験では真空チェンバー外の大気・室温環境下で動作させた。モータードライバの環境試験の結果は2.5.3節で示す。

サバイバル温度試験では、低温側は -10°C で2.5時間程度、高温側は $+50^{\circ}\text{C}$ で5時間程度、真空環

境で放置した（図 14）。この試験は、駆動機構の電源は OFF で実施した。サバイバル温度試験の前後で、回転一様性を測定し、回転性能が変わらないことを確認した（図 17 のピンク線と緑線）。

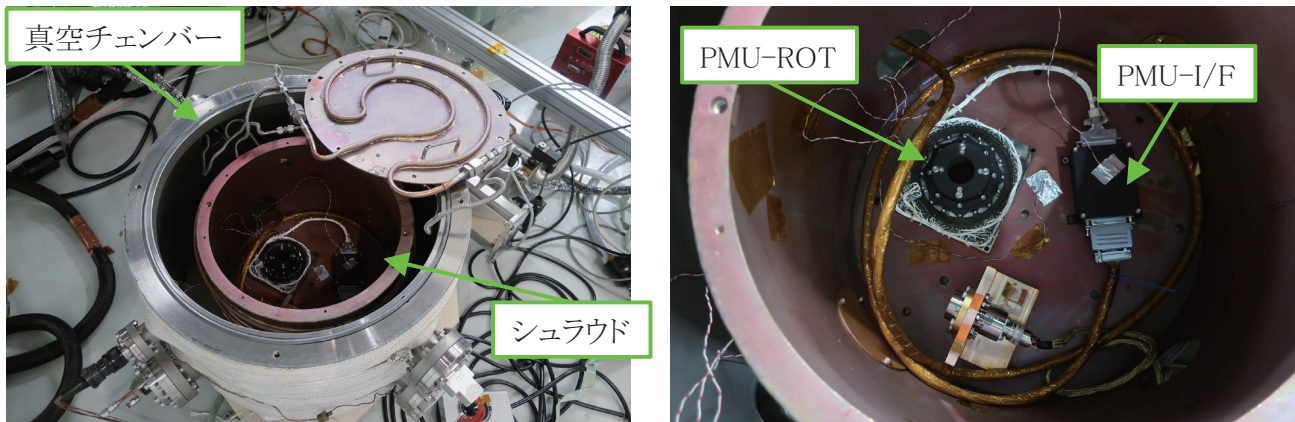


図 13: 熱真空試験の様子

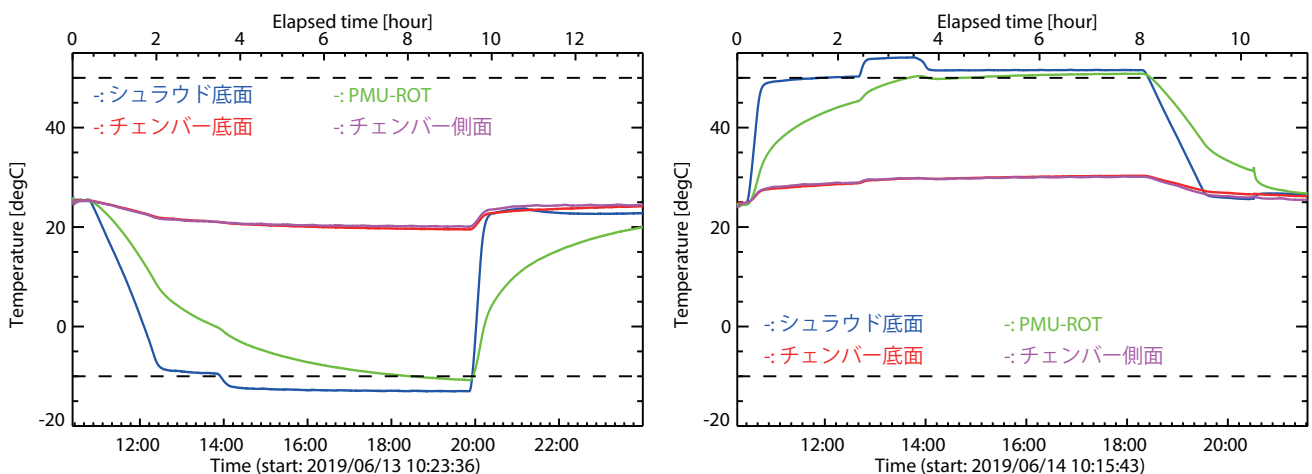


図 14: サバイバル温度試験時の温度。低温ケース（左）と高温ケース（右）

2.5.2. 動作温度試験

試験コンフィギュレーションはサバイバル試験と一緒に、回転駆動機構の温度が 0°C 、 $+10^{\circ}\text{C}$ 、 $+20^{\circ}\text{C}$ 、 $+30^{\circ}\text{C}$ となる様に温度を制御し、下記の 3 項目の試験を実施した。

- 20 回の ON/OFF の繰り返し
- 回転一様性測定
- 約 2 時間にわたる連続動作

温度変化の 1 例を図 15 に示す。12:40 から温度降下を開始し、PMU-ROT の温度が目標の 10°C 近傍で安定した 16:15 から 20 回の ON/OFF 試験及び回転一様性測定を実施し、17:30 から 2 時間程度連続動作をモニターした後、シュラウドの設定温度を室温に戻した。通電中の PMU-ROT 及び PMU-I/F の温度は、 $1\text{--}2^{\circ}\text{C}$ 程度上昇したところで安定している。今回は、PMU-ROT 及び PMU-I/F はシュラウドの上に置いただけで、フライトとは熱的なインターフェース条件が異なるが、特に発熱による温度上昇の懸念は無いと考えられる。最終的には、光学系全体で熱真空試験を実施し、PMU-ROT の温度をモニターし、問題ないことを確認する。

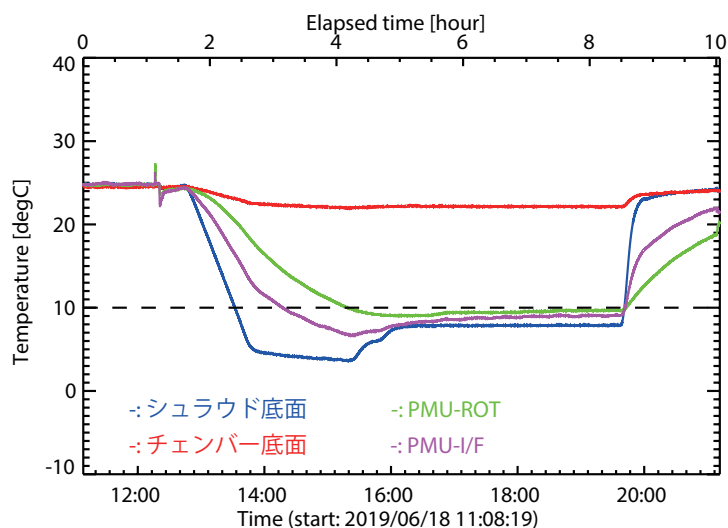


図 15: 目標温度 10°C の際の動作温度試験時の温度

0°Cにおける 20 回の ON/OFF 試験の結果を図 16 に示す。回転駆動機構の電源を入れて、回転速度が徐々に速くなり、定常回転に到達して撮像同期信号を出力するまでの約 100 秒間を繰り返した。スパイク状に電流が増加しているのは、回転開始(最初のピーク)と加速時(その後の 3 回のピーク)に対応する。低温では、回転駆動機構の潤滑剤が固くなり、通電しても回転が始まらない可能性が懸念されたが、20 回とも全て定常回転に到達した。他の温度でも、通電後に回転が始まらないというケースは無かった。また、回転一様性も、温度依存性は無く、熱真空試験の前後でも性能に変化は無かった(図 17)。

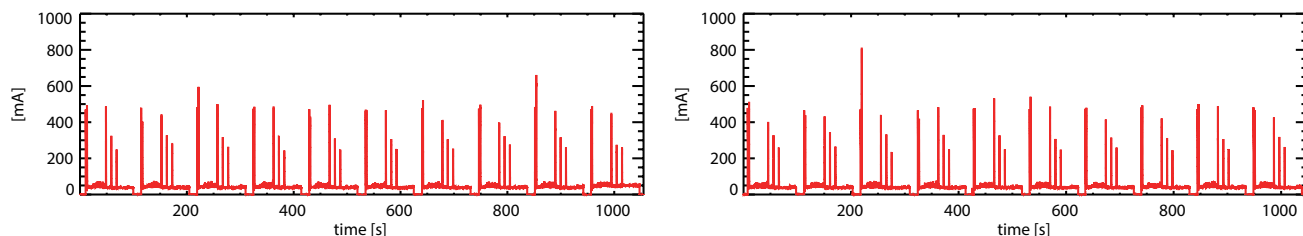


図 16: 0°Cにおける 20 回の ON/OFF 試験時のモーター電流。左図が前半の 10 回で右図が後半の 10 回。

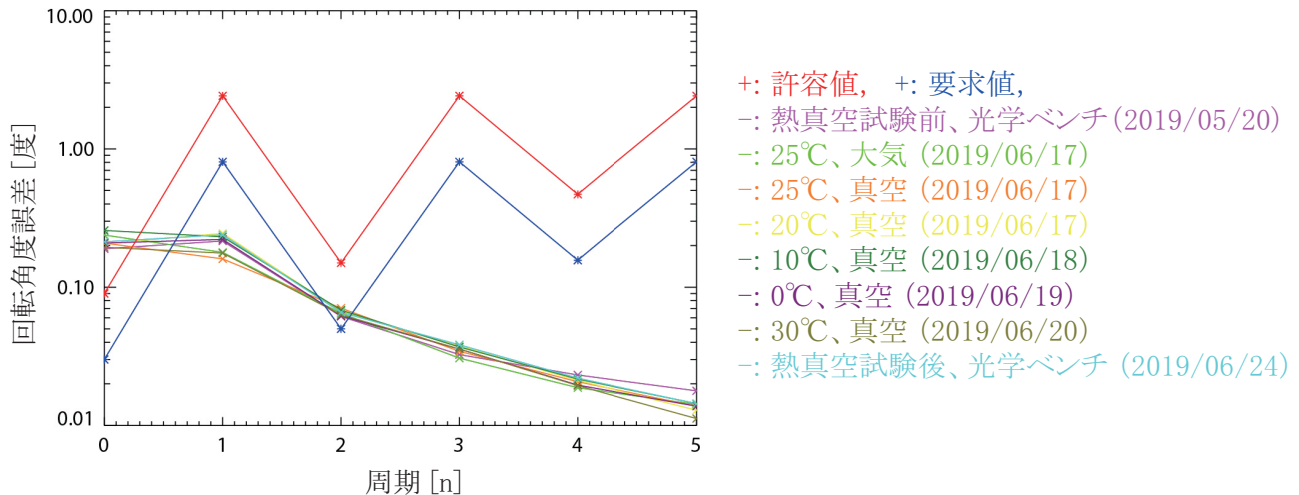


図 17: 各温度での回転角度誤差の周波数特性。

2.5.3. ドライバ回路に関する熱・真空試験

ドライバ回路 (PMU-DRV) に関する環境試験として、表 3 に示す試験を実施し、いずれの検証項目も問題ないことが確認できた。本試験時は、回転駆動機構は大気・室温環境である。

表 3: ドライバ回路 (PMU-DRV) の熱・真空試験実施項目

試験名称	真空/大気	温度	検証項目
温度サイクル	大気	-20℃～+50℃ (5 サイクル)	1. 基板実装時のワークマンシップエラーが無いこと。 2. サバイバル温度で故障・破損の無いこと。
低温での電源 ON	大気	-10℃、0℃	1. 20 回の ON/OFF の繰り返して低温時でも電源 ON できること。 2. 低温時でも回転制御性能に変化が無いこと。
真空試験	真空	室温	1. 真空状態で連続動作しても高温になりすぎないこと。 2. PMU-DRV 内の温度センサー及びヒーターが動作すること。 3. 回転制御性能に変化が無いこと。

3. 波長板

3.1. 波長板への要求仕様

複屈折率の波長・温度依存性の符号が異なる水晶板 (SiO_2) とサファイア板 (Al_2O_3) を組み合わせることで、遅延量の波長依存性及び温度依存性をキャンセルすることが可能となり、広帯域で温度依存性の小さい波長板を実現することができる。円偏光と直線偏光を同時に高い効率で変調できる遅延量 (理想的には 127 度) を持つように、水晶板とサファイア板の厚みを決定した¹²⁾。線膨張係数の差を考慮し、水晶板とサファイア板は貼り合わせずに独立にマウントする方式とした。多重反射を避けるために、どちらも両面に反射防止コーティングを付けている。波長板の要求仕様を表 4 にまとめた。遅延量の評価試験の結果を 3.2 節に示す。

表 4: 波長板への要求仕様

構成	水晶板+サファイア板
使用波長	762 -775 nm と 842 -859 nm
遅延量	127 度±6 度
外径	φ 33mm
有効径	φ 27mm
平行度	それぞれの板で 2"以下
透過波面精度	それぞれの板で $\lambda/15PV$ 以下 ($\lambda=632.8nm$)
コーティング	表裏面に反射防止コーティング (使用波長で 1%以下)

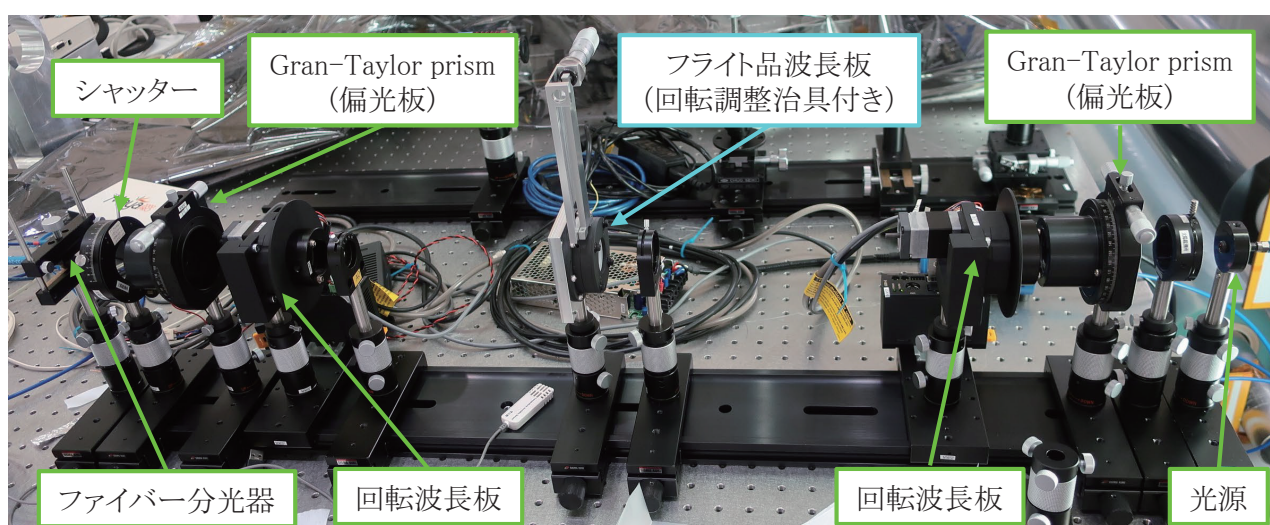


図 18: 偏光解析分光装置 (MMSP) による波長板の遅延量測定

3.2. 遅延量測定

3.2.1. 波長依存性

フライト品波長板の各波長における遅延量は、偏光解析分光装置¹³⁾ (Mueller Matrix SpectroPolarimeter; MMSP) で測定を行った (図 18)。MMSPは、回転波長板と偏光板のセットで測定サンプルを挟むことで、サンプルの Mueller Matrixを測定できるシステムであり、検出器にファイバー分光器を使用している。水晶板とサファイア板の遅延軸の回転位相がずれると、2枚を合わせて波長板とした際に、遅延量及び遅延軸にリップルが生じる。SCIPの観測波長帯である770nmと850nmで、このリップルが最小となる様に水晶とサファイアの回転位相を合わせた。最終調整結果を図 19 に示した。SCIPの観測波長帯では、遅延量が125.5度でほぼ一定であり、仕様を満たしている。また、500nm～1100nmという広い波長範囲で高効率の偏光変調が可能な波長板が実現できている。

3.2.2. 空間依存性

フライト品波長板の遅延量の空間分布は、偏光解析撮像装置 (Mueller Matrix Imaging Polarimeter; MMIP) で測定を行った。MMIP の測定原理は MMSP と一緒であるが、検出器をカメラに変えることで測定サンプルの 2 次元空間情報を取得する。反面、分光情報を得ることはできないので、光源の直後に 770nm の狭帯域フィルタを入れて測定を行った。図 20 に示す通り、有効径内の遅延量のムラは±1 度程度 (3σ) で、無視できるほど小さいことが確認できた。

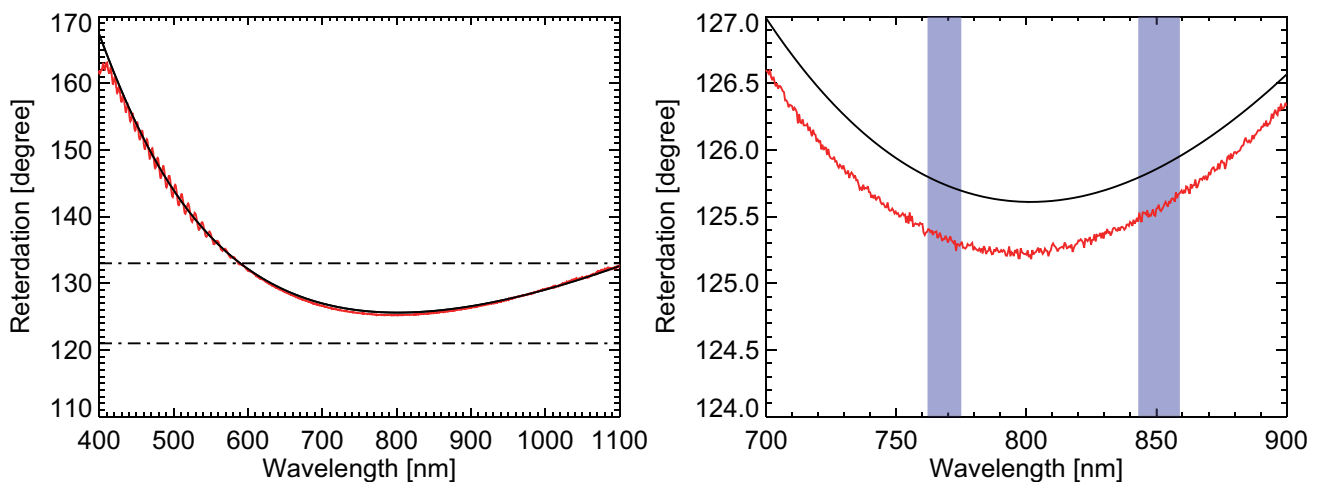


図 19: フライト品波長板の遅延量の波長依存性の測定結果 (赤線、左図: $\lambda=400\text{-}1010\text{nm}$ 範囲、右図: $\lambda=700\text{-}900\text{nm}$ 範囲)。黒実線が設計値、一点鎖線が遅延量の要求仕様範囲。右図の青線が SCIP の使用波長の範囲。

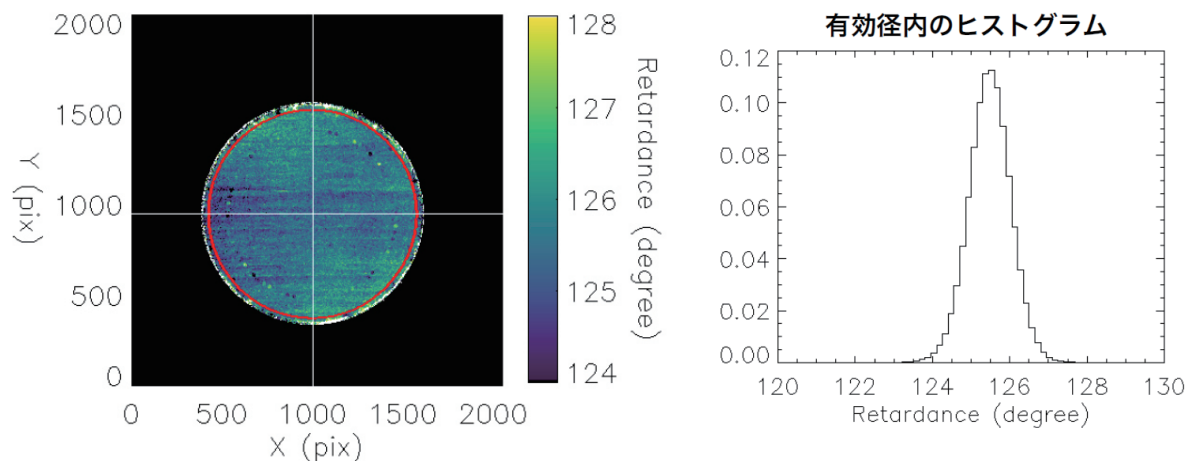


図 20: フライト品波長板の遅延量の空間分布の測定結果 (左図) と有効径内のヒストグラム (右図)。左図の赤丸が有効径を示す。

3.2.3. 温度依存性

遅延量の温度依存性は、結露等によりフライト品波長板にダメージを与えることを避けるために、波長板の試作品を用いて測定した。遅延量の測定は、MMSPを用いて実施し、試作品の波長板をシュラウドの中に入れて温度制御を行った。試作品の波長板も水晶板とサファイア板で構成されているが、厚みが最適化されていないため、SCIPの観測波長帯における遅延量が、理想的な127度から8度程度ずれている。また、水晶とサファイアの回転位相の調整が十分でないため、リップルが残っている。ただし、これらは温度依存性の評価には影響が無い。フライト中の波長板の温度範囲は $20^{\circ}\text{C} \pm 10^{\circ}\text{C}$ が想定されている。温度変化による遅延量の変化は ± 2 度程度であり、十分仕様の範囲内に入ることが確認できた (図 21)。

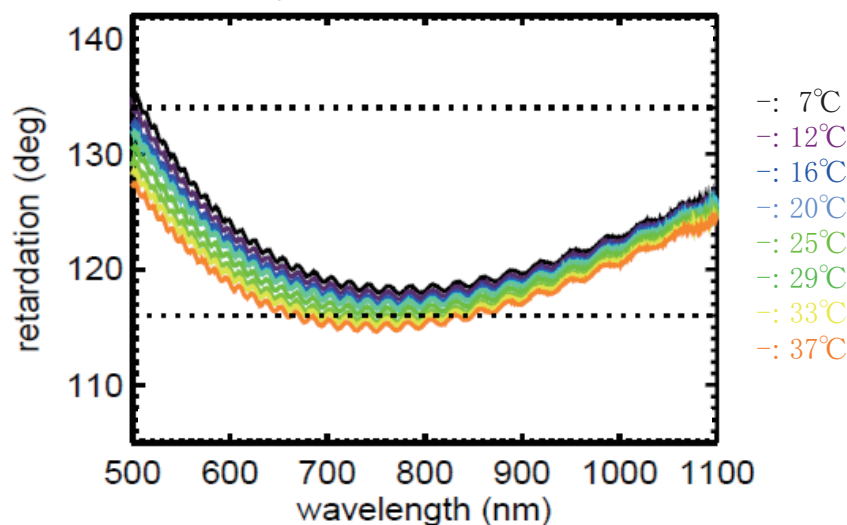


図 21: 試作品波長板の遅延量の温度依存性測定結果

4. まとめ

大気球太陽観測実験SUNRISE-3・近赤外偏光分光装置(SCIP)に搭載する偏光変調ユニットの開発を行い、以下の成果を得た。

- 太陽彩層の磁場観測に必要な非常に高い偏光精度($1\sigma=0.03\%$)を達成することができる回転一様性の実現されていることを、フライト環境を模擬した熱真空条件下で実証することに成功した。
- フライトから想定されるサバイバル温度環境で故障・破損の無いことを確認した。
- フライト期間(5日間)を超える7日間で、停止することなく連続回転し、回転性能に変化が無いこと実証した。
- SCIPの観測波長帯で一定の遅延量(125.5 ± 1 度)を持つ波長板を実現した。また、この波長板は500nm-1100nmという広い波長範囲で高い偏光効率を持ち、地上観測を含め、他の多波長偏光観測への応用が可能である。

上記の成果から、高精度偏光観測を実現する偏光変調ユニットの開発・評価が完了した。

SUNRISE-3を主導するドイツ・マックスプランク太陽系研究所は、SUNRISE-3に搭載する紫外線偏光分光装置を開発中であり、SCIPと協調観測を実施することで、これまでにない広い波長範囲での偏光分光観測を実現できる。SCIP用の偏光変調ユニットの性能が高く評価され、同種の偏光変調ユニットを紫外線偏光分光装置へ搭載したいとドイツ側から提案された。紫外線偏光分光装置用の偏光変調ユニットを日本側で新規製作し、ドイツへの供給を行った。

謝辞

本実験は、自然科学研究機構国立天文台・先端技術センター大クリーンルーム内の光学定盤・真空チェンバー・恒温槽などを用いて行いました。SCIP用の偏光変調ユニットの開発には、CLASPの偏光変調ユニットの開発に携わった、株式会社豆蔵/立教大学の石川真之介氏、国立天文台の鹿野良平氏、国立天文台の石川遼子氏にお世話になりました。国立天文台の原弘久氏・浦口史寛氏・都築俊宏氏からは、それぞれ、熱真空試験やベーキング・構造・波長板の光学設計に関して貴重なアドバイスを頂きました。また、偏光解析分光装置・撮像装置の立ち上げには、京都大学の永田伸一氏及び日本スペースガード協会の萩野正興氏にお世話になりました。本研究は、科学研究費補助金基

盤研究 (S)「気球太陽望遠鏡による精密偏光観測：恒星大気における磁気エネルギー変換の現場に迫る」(課題番号18H05234)、JAXA小規模太陽観測プログラム、JAXA平成28年度戦略的基礎開発予算、及び国立天文台平成28年度研究推進経費のサポートを受けて実施しています。

参考文献

- 1). Barthol, P., et al., “The Sunrise Mission”, Solar Physics, 268,1,1, 2010
- 2). Solankiet al., “The Second Flight of the SUNRISE Balloon-borne Solar Observatory: Overview of Instrument Updates, the Flight, the Data, and First Results”, the Astrophysical journal supplements Series, 229:2, 2017
- 3). 勝川行雄他、” 国際大気球太陽観測実験 SUNRISE-3”, 2019年度大気球シンポジウム集録, isas19-sbs-028, 2019
- 4). Kosugi, T., et al., “The Hinode (Solar-B) Mission: An Overview”, Solar Physics, 243,1,3, 2007
- 5). Shimizu, T. et al., “New developments in rotating and linear motion mechanisms used in contamination sensitive space telescopes”, Proc. SPIE 9151, 915138, 2014.
- 6). 清水敏文他、” 宇宙望遠鏡用連続回転駆動機構：真空環境下での長寿命特性”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-18-003, 2018
- 7). 渡邊恭子他、” 宇宙望遠鏡に搭載する高頻度回転駆動機構：アウトガスレートの高精度計測”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-14-008, 2015
- 8). Kano, R. et al., “Discovery of Scattering Polarization in the Hydrogen Ly α Line of the Solar Disk Radiation”, The Astrophysical Journal Letters, 839, 1, L10, 2017.
- 9). Ishikawa, S., et al., “Development of a Precise Polarization Modulator for UV Spectropolarimetry”, Solar Physics, 290, 3081, 2015
- 10). Ichimoto, K., et al., “Polarization Calibration of the Solar Optical Telescope onboard Hinode”, Solar Physics, 249, 233, 2008
- 11). 中山聡他：観測望遠鏡用の回転駆動機構の開発, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 2A16, 2011
- 12). 一本潔他、” 高精度偏光計測を可能とする宇宙用広帯域波長板の開発”, 第17回宇宙科学シンポジウム、P-083
- 13). Ichimoto, K., et al., “Photopolarimetric Measurement System of Mueller Matrix with Dual Rotating Waveplates”, Publications of the National Astronomical Observatory of Japan, 9, 11, 2006.